

Ткаченко И.С., Крестина А.В.

**РАЗРАБОТКА ПРОЕКТНОГО РЕШЕНИЯ ДЛЯ УВОДА
С ОРБИТЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТИПА «АИСТ»
ПО ИСТЕЧЕНИИ СРОКА АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ**

Объектами исследования являются два малых космических аппарата (МКА) «АИСТ» – лётный образец (RS43as) и опытный образец (RS41at) [1].

Проектный срок активного существования МКА серии «АИСТ» составлял 3 года. Практический опыт эксплуатации аппаратов группировки «АИСТ» показал, что аппараты RS41at и RS43as функционируют более 5 лет (по состоянию на 01.05.2018 г.).

По результатам аналитического расчёта и расчёта по данным телеметрической информации срок баллистического существования МКА типа «АИСТ» определяется диапазоном значений от 19 лет до 47 лет (при фиксированном уровне солнечной активности $F_0 = 100 \cdot 10^{-22} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$).

Полученные значения дают основание полагать, что МКА группировки «АИСТ» завершат свою работу существенно раньше срока их схода с орбиты. Наиболее вероятной причиной этого является наличие зафиксированных отказов бортовой аппаратуры в течение периода эксплуатации двух аппаратов, а также деградация фотоэлектрических преобразователей солнечных батарей и элементов системы энергоснабжения спутников.

Наиболее естественный и надёжный способ увода МКА с низких орбит - использование двигателей малой тяги, создающих небольшую в сравнении с силой притяжения центрального тела величину тяги. В зависимости от требуемой продолжительности увода могут применяться различные типы двигателей. Малый уровень тяги имеют механические двигатели (двигатели на холодном газе и другие двигатели, использующие механическую энергию для разгона рабочего тела), ядерные двигатели (двигатели, использующие тепловую энергию от ядерного реактора для нагрева рабочего тела либо энергию ядерных микровзрывов), электрореактивные двигатели. Так, например, для быстрого увода МКА с орбиты могут применяться жидкостные (ЖРД) или твёрдотопливные ракетные двигатели (РДТТ). При этом МКА будет уведён с орбиты за достаточно короткий промежуток времени, но для этого требуется большое количество рабочего вещества на его борту. Для продолжительного увода МКА могут применяться электрореактивные двигатели (ЭРД). Двигателям на холодном газе и плазменно-

импульсным двигателям, которые могут обеспечить более сложные маневры, всё ещё нужна доработка.

Несмотря на широкое разнообразие типов ЭРД, разработки которых в настоящее время совершенствуются, мало какие из них способны удовлетворить жёстким массогабаритным и энергетическим ограничениям МКА серии «АИСТ».

РДТТ обычно используются для импульсных манёвров, таких как выведение на орбиту или быстрый спуск. За счёт твёрдого топлива они достигают конкретных умеренных импульсов и высоких величин тяги, которые достаточны и подходят для небольших аппаратов. По сравнению с другими видами двигательных установок ракетные двигатели на твёрдом топливе удовлетворяют ряду важных требований, необходимых для увода МКА с орбиты:

- высокие сроки хранения;
- малые габариты и масса;
- возможность включения двигательной установки при отсутствии энергетики на борту аппарата в результате деградации аккумуляторных батарей и отказа бортовой аппаратуры.

В табл. 1 приведены примеры современных разработок твёрдотопливных двигателей для МКА и их характеристики.

Таблица 1 – Твёрдотопливные ракетные двигатели для МКА [2]

Продукт	Производитель	Масса, кг	Средняя тяга, Н	Характерный импульс, с
ISP 30secmotor	Industrial Solid Propulsion	0,95	37	187
STAR 4G	Orbital ATK	1,5	258	277
CAPS-3	DSSP	2,33	0,3	<900

Для решения задачи по оснащению МКА типа «АИСТ» средством увода с орбиты была выбрана и реализована модель ракетного двигателя твёрдого топлива 755 NsMotor, разработанного организацией Industrial Solid Propulsion [3]. Характеристики выбранного двигателя представлены в табл. 2, эскиз – на рис. 2.

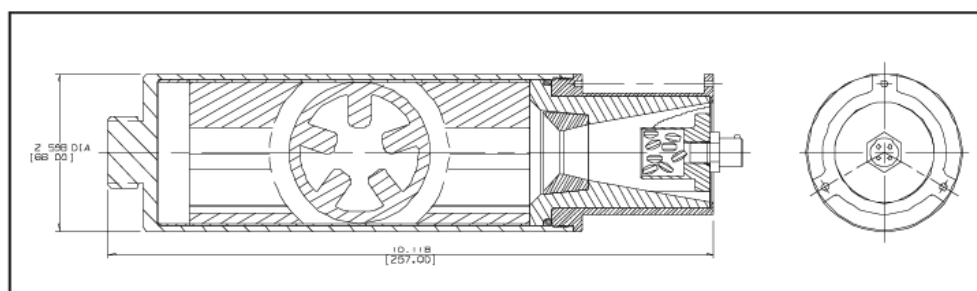


Рис. 2. Эскиз двигателя 755 NsMotor

Таблица 2 – Характеристики РДТТ 755 NsMotor

Характеристика	Значение
Общий импульс	760,7 Н·с
Время зажигания	0,194 с
Средняя тяга	3712 Н
Среднее давление	10425 кПа
Масса ДУ	983 г
Масса воспламенителя	45 г
Масса топлива	374 г
Диаметр	66 мм
Длина	257 мм
Тип топлива	полибутадиен с концевыми гидроксильными группами (связующее)/перхлорат аммония (окислитель)/алюминиевый порошок (топливо)
Отношение удельной теплоёмкости топлива	1,21
Плотность топлива	1,642 г/см ³

Реализация модели РДТТ 755 NsMotor была осуществлена с помощью программного продукта CreoParametric (рис. 3).

Интеграция 3D-модели РДТТ 755 NsMotor и МКА «АИСТ» также произведена с помощью программного продукта CreoParametric, результаты представлены на рис. 4.

Из рис. 4 видно, что данное проектно-конструкторское решение удовлетворяет массовым и габаритным требованиям по оснащению МКА типа «АИСТ». Однако, это предложение требует дальнейшей доработки на стадии разработки конструкторской и рабочей документации.

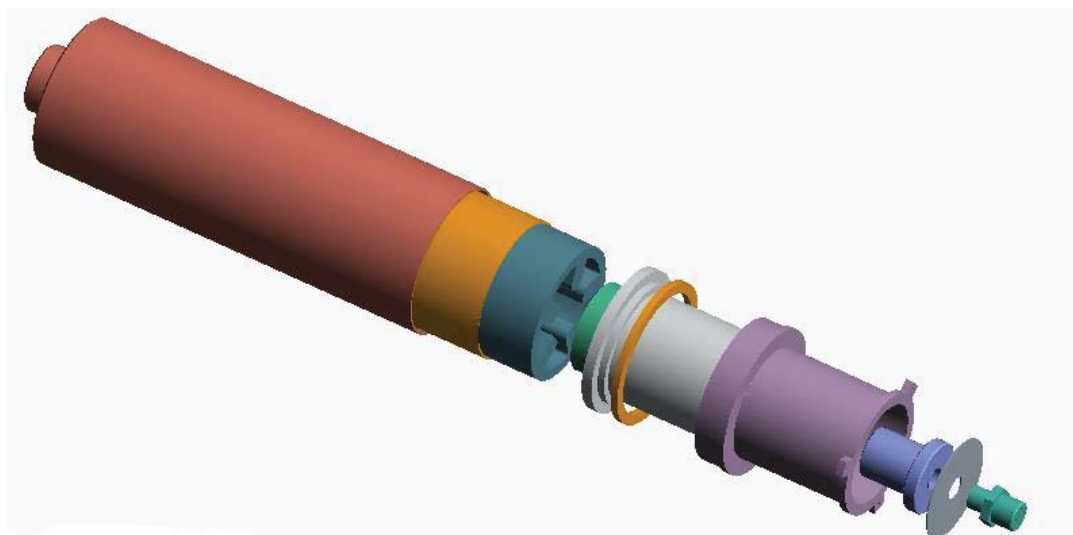


Рис. 3. Разнесённый вид 3D-модели РДТТ 755 NsMotor

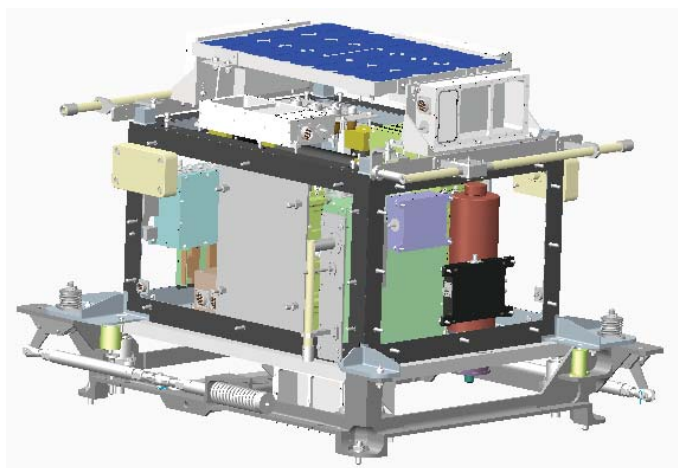


Рис. 4. 3D-модель МКА типа «АИСТ»
с разработанным проектно-конструкторским решением

Библиографический список

1. Кирилин, А.Н. Лётно-конструкторские испытания и опытная эксплуатация малых космических аппаратов «АИСТ» [Текст] / А.Н. Кирилин, С.И. Ткаченко, В.В. Салмин, Н.Д. Сёмкин, А.П. Папков, В.И. Абрашкин, И.С. Ткаченко, Ю.Е. Железнов, Е.Ю. Галаева // Вестник Самарского университета. – 2015. – №4. – С. 58-68.
2. Yost, B. Propulsion [Электронный ресурс]. – State of the Art of Small Spacecraft Technology. – 27.03.2017. – URL: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/04-propulsion>
3. Industrial Solid Propulsion [Электронный ресурс]. – Product Portfolio. – Р. 33. – URL: http://www.specificimpulse.com/images/ISP_Portfolio.pdf.